

Laboratory Verification of Electric Double Layer Capacitor for Nanosatellites

著者	Alkali Muhammad
year	2015-12-25
その他のタイトル	超小型衛星用の電気二重層キャパシタの検証に関する研究
学位授与番号	17104甲工第406号
URL	http://hdl.handle.net/10228/5577

氏 名	Muhammad Alkali (ナイジェリア)
学位の種類	博 士 (工学)
学位記番号	工博甲第 406 号
学位授与の日付	平成 27 年 12 月 25 日
学位授与の条件	学位規則第 4 条第 1 項該当
学位論文題目	Laboratory Verification of Electric Double Layer Capacitor for Nanosatellites (超小型衛星用の電気二重層キャパシタの検証に関する研究)
論文審査委員	主 査 教 授 趙 孟佑 " 奥山 圭一 " 大村 一郎 准教授 豊田 和弘

学 位 論 文 内 容 の 要 旨

Electric Double Layer Capacitors (EDLCs) have a higher power density and lower storage capability in comparison to batteries. In terms of energy density, EDLC performance is currently between that of batteries and conventional dielectric capacitors. One of the main advantages of capacitors is their wide temperature range, whereas their main drawback is their low energy density. This thesis presents design considerations for the selection of EDLCs as energy storage components for nanosatellites. As nanosatellites development is driven by short development time and low cost, a simple EDLC power system was designed using commercial-off-the shelf (COTS) components. Ground tests, simulating real low Earth orbit environment conditions, were performed. EDLC performances were analyzed under the orbital simulated conditions. Testing demonstrated EDLC capability to be used as unit storage on nanosatellites under varied temperature, vacuum, radiation, long life and mechanical stress conditions. And the projected energy density showed that EDLC could be a substitute for the currently used space proven batteries in the near future. Also laboratory verification of EDLC based Power System for a Simple CubeSat Mission was performed for international space station (ISS) release was conducted. The thesis has five chapters.

Chapter 1 gives an overview of space missions design and spacecraft subsystems. The EPS (electrical power system) is the livewire of the satellite which is responsible for generating power, regulating it, storing it for usage at peak, eclipse and crisis period,

and distributes to the satellite. The design of these subsystems to meet mission objectives are translated to cost saving, lessened components, mass saving. Robustness is usually a big challenge in the process. For EPS the design revolves round the technology for solar array, energy storage such as battery, regulators and load distribution.

There have been several kind of batteries employed for spacecraft power systems. Selection of the batteries is determined by the depth of discharge (DoD), operating temperature range, safety, energy / power density and durability. Operations of such energy storage are highly controlled to survive the challenge of meeting the mission requirements.

EDLCs have gained prominence as emerging energy storage. EDLCs have very high power density, operable in wide temperature range (hot and cold temperature), high depth of discharge, multicycle capabilities. It has already gained prominence in terrestrial applications such as Hybrid electric vehicles (HEV) and Plugged- in electric vehicle (PEV). The apparent problem associated to EDLCs for space applications were enumerated thus; they have low energy densities(gravimetric and volumetric), no space heritage, low voltage level, COTS components developed for terrestrial applications.

This chapter describes the aim of this study as seeing the applicability of EDLC as a replacement for the traditional batteries in electrical power system of spacecraft. The research aims at designing a simple power system that utilizes COTS components with lessened number of components. This will be useful especially in educational satellite projects that require less professional input, ease of handling, cheapness of parts procurement /development, shortness of incubation time.

Objective of this study is summarized as to

- perform a feasibility of COTS EDLCs to establish the applicability based on characterization test.
- develop low a simple system using COTS components.
- perform laboratory verification of simple CubeSat mission using EDLC as energy storage.

Chapter 2 is on the literature survey of the EDLC. A brief background on the development of EDLC is given. The section also describes the materials and process involved in the construction of EDLC.

Chapter 3 points out the design requirement and considerations of energy storage for satellites. Series of ground based test of EDLCs for space application is conducted. EDLCs are promising as robust and easy-to-handle power storage components for

nanosatellites. The disadvantage of small gravimetric and volumetric energy densities is constantly diminishing. It is only a matter of time until the energy densities become comparable to those of Ni-MH batteries. It is worthwhile to investigate the strength of EDLCs against the space environment. A series of environmental tests was carried out on a COTS EDLC.

The series of tests conducted include high-temperature (+65°C), room-temperature, low-temperature (-25°C, -35°C) and vacuum tests under room temperature. Furthermore, total ionization dose, one-week duration, vibration and shock tests are conducted. EDLC post-durability functional check was conducted; in order to check for degradation. In the chapter, we set the judgment criteria of degradation to 10 % change of capacitance and 15% change of internal resistance between the virgin value measured on delivery and the final value after all the tests are done.

Chapter 4 attempts to verify the performance of EDLC as energy storage for CubeSat in ISS orbit by assuming and simulating very simple EPS topology for 1U CubeSat. Performance of EDLC as the sole power storage device is investigated when the average power requirement is less than 0.65W even without a charging regulator. At two different power profiles, confirmed by solar array simulator (SAS), performance of EDLC is checked. In the feasibility, comparison of EDLC based power system with the existing traditional battery in terms of total mass and simplicity is carried out.

Chapter 5 concludes the research. EDLCs can effectively operate under wider operating temperature, in comparison to existing batteries. The performance of the capacitor is investigated under harsh space environments such as wide operating temperature (thermal cycle test), launch environment (vibration test), separation (shock test) and total ionization dose. Judgement criteria were set to ascertain the feasibility of the EDLC cell as effective energy storage for space. The capacitor survived the durability test with degradation in capacitance (5%) and internal resistance (~10%) which was less than the set criteria of 10% and 15% for capacitance and internal resistance respectively.

Scenarios for simple CubeSat mission are verified in the laboratory. The EDLC based power system was designed and implemented with lessened components (all components were COTS). The performance was efficient. The mass density of the capacitor based power system was higher in comparison with the existing traditional batteries-based power topologies. But volumetrically, EDLCs can fit into nanosatellite mission. With less regard for mass, EDLC based energy system is matured for use now and in the nearest future can be a replacement for batteries going by the energy density improvement based on the trend of development.

学位論文審査の結果の要旨

電気二重層キャパシタ(EDLC)は、リチウムイオンやニッケル水素といった化学電池に比べて、エネルギー密度は低いものの、非常に広い使用温度範囲をもっている。この論文は、EDLC を超小型衛星の二次電源として使用できるかについて検証を行うことを目的としている。そのために、宇宙用として使用するための EDLC 単体での様々な環境試験や充放電試験を実施した結果について報告し、10cmx10cmx10cm のいわゆるキューブサットの二次電源として使用することは可能であると結論づけている。

本論文の第1章では、衛星電源システムの概要について述べている。電源システムの目的は、電力の発生、制御、充電、放電、配電にある。衛星のミッションを達成できるように電源システムを設計するが、信頼性、低コスト、軽い重量、小さな体積、少ない部品点数といったことを考慮して設計しなければならない。衛星電源システムには日照中に余剰電力を蓄え、蝕中の電気を賄うための二次電源が必要であり、通常は化学電池が使われる。電池の種類は、放電深度、運用温度、安全性、エネルギー・パワー密度、寿命等を考慮して選択される。

EDLC は近年、新たな蓄電デバイスとして注目を浴びている。EDLC は高いパワー密度、広い使用温度範囲、大きな許容放電深度、長いサイクル寿命といった利点をもつ。EDLC は既に自動車等の地上用蓄電デバイスとして実用化されている。EDLC を宇宙用として使用するには、エネルギー密度が低い、宇宙用としての実績が乏しい、定格電圧が低い、といった課題がある。

第1章では、このような背景を述べた上で、本論文の目的を、衛星二次電源系の化学電池を EDLC で置き換えることの可能性を調べることでありとしている。研究のゴールは、地上汎用品(COTS)の EDLC を用いて、従来よりも部品点数を除いた、単純な衛星二次電源システムを開発することである。そのような電源システムは、高い技術力を必要とせず、取り扱いが簡単で、部品も安価に短期で調達可能な教育用の超小型衛星に適している。大学等での衛星開発を容易にすることによって、科学技術教育の発展に貢献すると共に、宇宙への新規参入者を増やして宇宙業界の裾野を広げる効果をもつ。本論文の目標は以下の3点であるとしている。

様々な試験を通じて COTS-EDLC が宇宙用に使えるかどうかを調べる

COTS 部品を使った単純な衛星二次電源系を試作する

EDLC を用いて単純なキューブサットミッションが実行可能かを調べる

本論文の第2章では、EDLC についての文献調査を行っている。

本論文の第3章では、EDLC 単体について各種試験を行った結果について述べている。実施した試験は、高温(+68℃)や低温(-47℃)での動作試験、真空中での動作試験、振動試験、熱サイクル試験、衝撃試験、トータルドース（放射線）試験である。可否の判定基準とし

て、新品と試験後の状態で容量変化が 10%未満、内部抵抗変化が 15%未満であること、と設定して試験を行った。その結果、試験前後での変化量はそれらを満たしており、EDLC が基本的な宇宙耐性を有していると結論づけている。尚、これらの試験は、2 種類の違うメーカー品について行われている。

本論文の第 4 章では、国際宇宙ステーションから放出される 1U(10cmx10cmx10cm)のキューブサットを仮定して、EDLC がその衛星の二次電源系として使用可能かどうかを検討した結果について述べている。システムを究極に単純なものとするために、充電制御器も取り除いて、太陽電池から直に EDLC を充電することを想定している。衛星の負荷としては、0.65W の電力を常に要すると仮定している。二つの電力発生プロファイルを仮定し、それらを太陽電池シミュレーターで再現して、EDLC と二次電源回路の試験を行った。その結果、1200F の EDLC を使って、0.65W の定常電力を供給可能であることを示している。試験に使用した EDLC は 1U キューブサットの筐体内に収納可能な大きさとなっている。

本論文の第 5 章では、結論及び今後の課題を述べている。結論として、EDLC は現状であっても、教育用の 1U キューブサットに使用可能であるとしている。今後の技術革新が進むことによって、より複雑で大きな電力を要求するミッションにも適用可能であるとしている。そのためには、本研究では実施できなかった数ヶ月に亘るような長期間の充放電試験や熱サイクル試験を実施することが必要としている。但し、1U キューブサットにより宇宙実証する機会があれば、それらの課題はある程度解決されるので、早期の宇宙実証が望まれるとして論文を終えている。

上記の論文に対して審査を行い、本研究が超小型衛星の利用拡大や信頼度向上に向けて大きく貢献したことが認められた。審査会・公聴会にてなされた、EDLC を用いる際のリスク、試験条件の導出の根拠、EDLC の過去の実績、EDLC の破壊モード 等々の質問にも適切に対処した。本論文作成の過程で証明した研究能力と論文の記述から、本人が博士号を授与されるのに相応しい素養を身に付けていると判断した。

以上により、論文調査及び最終試験の結果に基づき、審査委員会において慎重に審査した結果、本論文が、博士（工学）の学位に十分値するものであると判断した。